

LUFO IV OPERO AP3 INSTALLIERTE AERODYNAMIK & -AKUSTIK

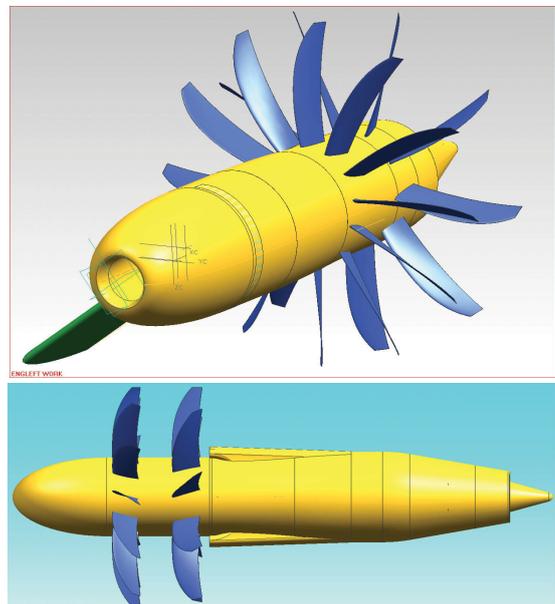
C. Clemen, F. Arnold, U. Fuss, Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG,
Eschenweg 11, Dahlewitz, 15827 Blankenfelde-Mahlow, Deutschland

Zusammenfassung

Aufgrund steigender Brennstoffpreise und in Anbetracht verstärkter globaler Anstrengungen zur Reduktion der klimaschädlichen Kohlendioxid-Emissionen hat sich der Rolls-Royce Konzern entschlossen, mit dem „Open Rotor“ ein Triebwerkskonzept zu untersuchen, welches über einen zweireihigen, gegenläufigen und mantellosen Propellerantrieb verfügt, der über ein Reduktionsgetriebe mit der Arbeitsturbine des Gasgenerators verbunden ist. Dieses Konzept verspricht aufgrund seines deutlich erhöhten Vortriebswirkungsgrades bei mit heutigen Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen vergleichbaren Flugmachzahlen (0,76 bis 0,8) eine signifikante Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs von mehr als 25% gegenüber derzeitigen konventionellen Turbofanantrieben. Im Vergleich zu der von der nächsten Generation von Turbofan Konzepten aller Architekturen (z. B. Getriebefan) erwarteten CO₂-Reduktion von 12-15 % stellt dies eine nochmalige erhebliche Verbesserung dar.

In Anbetracht der möglichen Verbesserungen sind erhebliche technologische Anstrengungen erforderlich, um deren zuverlässige Quantifizierung zu gewährleisten und die Verfügbarkeit dieser Konzepte als mögliche Alternative zu konventionellen Architekturen für die nächste Generation von Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen beurteilen zu können. Hierbei steht vor allem die Gewährleistung eines ausreichend niedrigen Lärmniveaus im Vordergrund. Dazu müssen die Interaktionen der Aerodynamik und Akustik der Propeller untereinander und mit dem Gesamttriebwerk und dem Flugzeug verstanden und numerisch beherrscht werden.

Das im Luftfahrtforschungsprogramm IV angesiedelte Projekt OPERO (2009-2012) adressiert für das Open Rotor Demonstrationsprogramm von Rolls-Royce die wesentlichen technischen Herausforderungen außerhalb des Open Rotor/Getriebe-Moduls und stellt zentrale Technologien und Entwurfsbeiträge für die Integration und Flugzeuginstallation des Antriebs bereit. Dabei spielt das Verständnis der Aerodynamik und Aeroakustik des gegenläufigen Open Rotor Antriebes in Wechselwirkung mit verschiedenen Anordnungen am Flugzeug eine zentrale Rolle (BILD 1). Diese Aspekte werden im OPERO Arbeitspaket 3 untersucht. Ein Schwerpunkt ist das Verständnis der Physik mit Hilfe von Windkanaluntersuchungen verschiedener Anordnungskonzepte. Ein anderer Schwerpunkt ist die Methodenentwicklung und Validierung von fortschrittlicher instationärer CFD (Computational Fluid Dynamics) und CAA (Computational Aero Acoustics) Methoden in Zusammenarbeit mit dem DLR.



Die vorliegende Arbeit stellt die Motivation, die Arbeitsinhalte, sowie ausgewählte Ergebnisse aus den Bereichen „Installierter Aerodynamik und –akustik“ aus dem OPERO Arbeitspaket 3 vor, die im Zeitraum von 2009 bis 2010 erarbeitet worden sind.

BILD 1: Gegenläufiger Schubpropeller Antrieb (oben) und gegenläufiger Zugpropeller Antrieb (unten)

1. EINLEITUNG

Um die CO2-Emissionen im Luftverkehr zu reduzieren und den steigenden Kraftstoffpreisen Rechnung zu tragen sind neue Triebwerkskonzepte erforderlich. Daher beschäftigt sich Rolls-Royce mit dem „Open Rotor“ Konzept, das über einen zweireihigen, gegenläufigen und mantellosen Propeller verfügt, der über ein Reduktionsgetriebe mit der Arbeitsturbinen des Gasgenerators verbunden ist. Da ein Großteil der CO2 Emissionen von Flügen unter 3000nm stammt, verspricht dieses Konzept aufgrund seines deutlich erhöhten Vortriebswirkungsgrades eine signifikante Reduktion des spezifischen Brennstoffverbrauchs (BILD 2). Kurz- und Mittelstrecken sind darüber hinaus nicht so sensitiv gegen die marginal geringere Fluggeschwindigkeit, von Mach 0.75-0.80 gegenüber Mach 0.85.

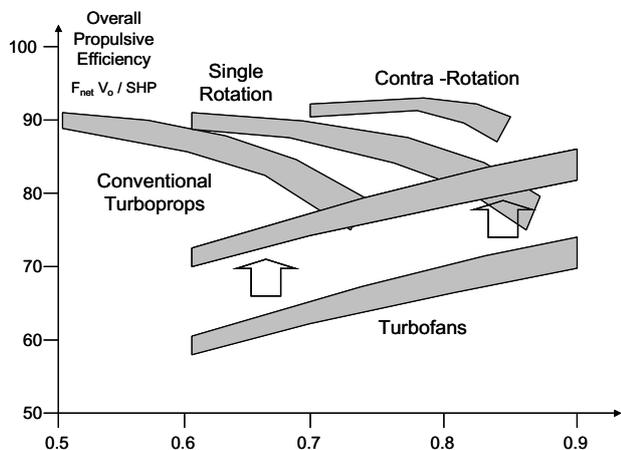


BILD 2: Vergleich von Vortriebswirkungsgrad über Machzahl für verschiedene Antriebe

Gegenüber äquivalenter (Geared) Turbofan Technologie bietet der Open Rotor Antrieb eine weitere Treibstoffeinsparung von ca. 15%, was eine erhebliche Verbesserung darstellt (BILD 3). Ein weiterer Vorteil des hohen Propellerwirkungsgrades ist, dass das Kerntriebwerk bei geringerem Gesamtdruckverhältnis und Turbineneintrittstemperaturen betrieben werden kann, was die Herstellungskosten sowie die Lebensdauer positiv beeinflusst.

Um diese Verbesserungen zu erreichen sind jedoch erhebliche technologische Herausforderungen auf den Gebieten der Lärmemissionen (siehe BILD 3), der Getriebeauslegung, der Installation des Antriebes am Flugzeug und der Zertifizierung zu bewältigen, um die Verfügbarkeit des Open Rotor Antriebes als mögliche Alternative zu konventionellen Architekturen für die nächste Generation von Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen beurteilen zu können. Studien der NASA in den 80er Jahren haben das enorme Potential der Open-Rotor-Antriebe - aber auch ihre technologischen

Herausforderungen - aufgezeigt [1-3].

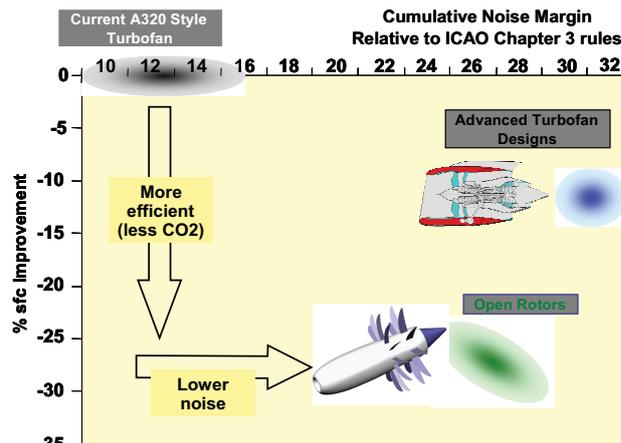


BILD 3: Relative Treibstoffverbräuche und Lärmemissionen verschiedener Antriebskonzepte

2. PROJEKT OPERO

Das im Luftfahrtforschungsprogramm IV angesiedelte Projekt OPERO (2009-2012) adressiert für das Open Rotor Demonstrationsprogramm die wesentlichen technischen Herausforderungen außerhalb des Open Rotor/Getriebe-Moduls und stellt zentrale Technologien und Entwurfsbeiträge für die Integration und Flugzeuginstallation des Antriebes bereit und gliedert sich in drei Arbeitspakete:

- Externer Wärmehaushalt (AP 1)
- Gesamttriebwerksmechanik (AP 2)
- Installierte Aerodynamik und -akustik (AP 3)

Das vorliegende Paper stellt die Inhalte und einige in den Jahren 2009 und 2010 gewonnene Ergebnisse des Arbeitspaketes 3 vor.

In diesem Arbeitspaket werden die Methoden bereitgestellt, an die Anwendung des installierten Open Rotors (BILD 4) angepasst und validiert, die zu dessen aero-akustischen Bewertung notwendig sind. Der Schwerpunkt ist dabei, grundlegende Erfahrungen im Umgang mit dem komplexen Thema des installierten Open Rotors zu sammeln. Dazu wird auf die Expertise des DLR zurückgegriffen, das in den Bereichen Installationsaerodynamik, Computational Aeroacoustics (CAA) und Propellerlärm weltweit eine Spitzenposition einnimmt.

Für die Untersuchungen wird der CFD-Löser TAU, der CAA-Löser PIANO und der Ffowcs-Williams & Hawkings Löser APSIM des DLR verwendet.

Im Folgenden werden die einzelnen Inhalte innerhalb des Arbeitspaketes 3 (BILD 5) kurz vorgestellt.

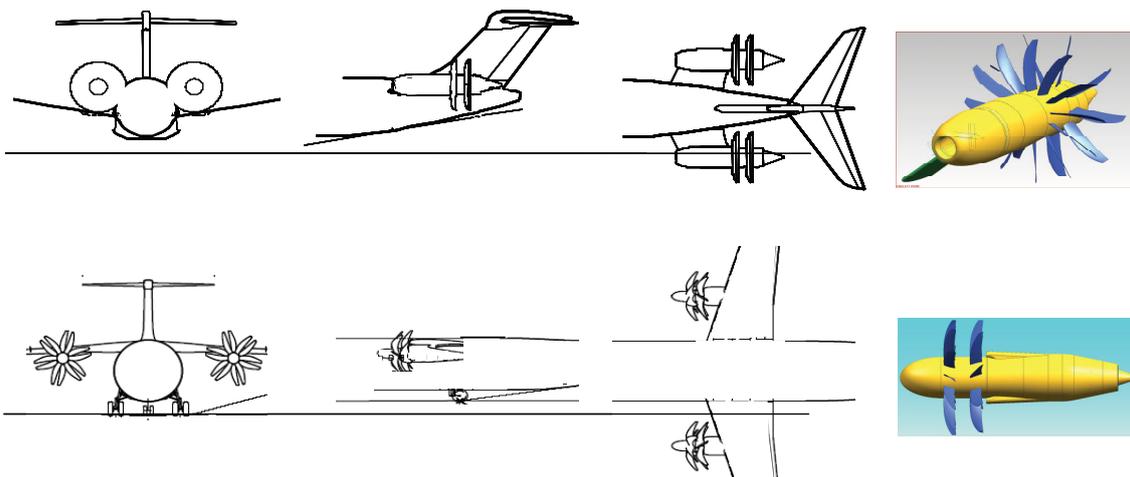


BILD 4: Installation gegenläufige Open Rotor Traktor und Pusher Konfigurationen

AP 3.1	AP 3.2	AP 3.3	AP 3.4
Aero Design / Open Rotor Demonstrator	Aerodynamische Methoden / Validierung	Installierte Aerodynamik	Installierte Akustik
3.1.1 Windkanal Modell Design	3.2.1 Vorbereitung Isolierter Validierungs-Fall	3.3.1 Isolierter und installierter Pusher	3.4.1 Modell Validierung LS / HS / APSIM / PIANO
3.1.2 Open Rotor Demonstrator	3.2.2 Isolierte Validierung von TAU bei Low- und High Speed		3.4.2 FTB Gesamt Lärm-Abschirmung Effekt bei Low Speed / Ray Tracing mit SHADOW
	3.2.5 Wirkscheibenmodellierung in TAU		
	3.2.6 Wind-Kanal-Tests installierter Validierungs-Fall		
	3.2.7 Installierte Validierung von TAU bei Low Speed		

BILD 5: OPERO AP 3 Übersicht

AP3.1 Aero Design / Open Rotor Demonstrator

3.1.1 Wind-Kanal Modell Auslegung

Dieses Arbeitspaket unterstützt den Entwurf eines Wind-Kanal Modells und die Planung und Definition eines Windkanalversuchs des Open Rotors als Traktor in Unterflügel-Konfiguration.

3.1.2 Open Rotor Demonstrator

Dieses Arbeitspaket beinhaltet Auslegungsaktivitäten bezüglich eines Open Rotor Demonstrators mit den Schwerpunkten: Gondel, Einlauf, Pylon, Abgassystem und Kühlflutteinlässe.

AP3.2 Aerodynamische Methoden / Validierung

3.2.1 Isolierter Validierungsfall (RIG145)

Dieses Arbeitspaket wird in Zusammenarbeit mit dem DLR durchgeführt. Es dient der Validierung des TAU-Codes mit experimentellen Daten einer Open Rotor Pusher Konfiguration. Folgende Aktivitäten werden innerhalb dieses Arbeitspaketes durchgeführt: Geometrie Definition in CAD, Definition von CFD Randbedingungen und Auswerteprozeduren.

3.2.2 TAU Isolierte Validierung bei Low and High Speed

Diese Arbeitspaket wird vom DLR bearbeitet. Es werden instationäre CFD Rechnungen (TAU-URANS) der isolierten Pusher-Konfiguration bei Low und High

Speed durchgeführt. Anschließend wird ein Vergleich zwischen CFD und durchgeführt.

3.2.5 Wirkscheibenmodellierung

In diesem Arbeitspaket werden mit Hilfe eines Wirkscheibenmodelles in TAU die Interaktionen von Pylon-Gondel-Rotor untersucht. Zusätzlich wird das bestehende Wirkscheibenmodell verbessert, um die physikalischen Effekte von gepfeilten Propellern abzubilden. Zur Modellvalidierung werden Ergebnisse von Rolls-Royce Tests herangezogen (z. B. AP 3.2.6).

3.2.6 Wind- Kanal Tests / Installierter Validierungs-Fall

Der Windkanal Test untersucht die in AP 3.1.1 definierte Traktor-Konfiguration bei Low Speed. Es wird sowohl eine isolierte als auch eine installierte Konfiguration getestet.

3.2.7 TAU Installierte Validierung Low Speed

Die installierte Konfiguration (Flugzeug+Open Rotor), die in AP 3.2.6 getestet wird, wird hier vom DLR und von RRD mit TAU instationär nachgerechnet, um den Code mit Messdaten zu validieren.

Im Detail werden folgende Punkte untersucht:

- Aerodynamische Unterschiede zwischen isolierter und installierter Konfiguration
- Untersuchung des Open Rotor Strömungsfeldes im Hinblick auf den Einfluss der Flügelströmung
- Numerische Identifikation der Propeller Helizität am Flügel und Vergleich zu den Messungen aus AP3.2.6
- Off-Design Untersuchungen

AP 3.3 Installierte Aerodynamik

3.3.1 Isolierter und Installierter Pusher

Dieses Arbeitspaket wird vom DLR bearbeitet. Es werden instationäre Berechnungen eines isolierten Open Rotor Pushers (Propeller+Gondel) mit dem TAU Code durchgeführt und mit installierten Ergebnissen (Propeller+Gondel+modifiziertes DLR F6 Flugzeugmodell) verglichen. Besonderes Augenmerk wird dabei auf den Einfluss der Flugzeuginstallation auf die aerodynamischen Parameter gelegt.

AP3.4 Installierte Akustik

3.4.1 Modellvalidierung

Es ist bekannt, dass die Verwendung des Ffowcs-Williams & Hawkings (FWH) Ansatzes gegenläufigen Open Rotor Konfigurationen zu einer

nicht realen Schallabstrahlung führt, da die Nachlaufwirbel des Open Rotors durch die FWH-Fläche treten. Dieses bedingt die nicht reale Emission von Schall. Ziel ist es daher, eine Methode zu entwickeln, mit der der entstehende Fehler nach Betrag und Richtung bestimmt werden kann.

Es werden sowohl der Reiseflug betrachtet als auch der Langsamflug (Start und Landung).

Für den Reiseflug werden die auf den aerodynamisch installierten Antrieb des Open Rotors zurück gehenden Druckschwankungen an der Rumpfoberfläche nach Amplitude und Phasenlage simuliert als notwendige Eingangsgröße für die Berechnung von Kabinenlärm. Im Langsamflug ist die Schallabstrahlung des Antriebs in das Fernfeld von besonderem Interesse. Der Fernfeldschall der aerodynamisch installierten Open Rotors wird mit Hilfe des Codes APSIM berechnet. Als Eingangsdaten dient wie im Fall der Reisefluguntersuchungen das instationäre vollständige Strömungsfeld aus einer Simulation des installierten Open Rotors (z. B. AP 3.3).

3.4.2 FTB Umgebungslärm – Abschirmungseffekte

Ziel dieses Arbeitspakets ist die Bestimmung der akustischen Installationswirkung eines Open Rotors für unterschiedliche Flugzeuggeometrien. Es wird dazu für den Langsamflug (Start und Landung) das Fernfeld des vom Open Rotor abgestrahlten und mit der Flugzeuggeometrie wechselwirkenden Schalls berechnet.

3. STAND DER BEARBEITUNG

AP3.2.1 / 3.2.2 Isolierte Validierung von TAU bei Low and High Speed (RIG 145)

In diesem Arbeitspaket wird das Rolls-Royce Open-Rotor-Test-Rig-145 mit dem TAU Code des DLR [5] durch das DLR Braunschweig instationär bei Low und High Speed Bedingungen nachgerechnet und die Rechnungen werden mit Testdaten validiert. Die Low-Speed Berechnungen sind abgeschlossen und werden hier präsentiert, die High-Speed Rechnungen und die Validierung mit Testdaten wird in 2011 durchgeführt.

Die nachgerechnete Rig-145 Konfiguration (siehe BILD 6) repräsentiert einen auf Modellgröße (Maßstab 1:6) skalierten Open-Rotor-Schubpropeller Antrieb mit 12 Blättern auf dem vorderen Rotor und mit einem um 15% kürzeren hinteren Rotor mit 9 Blättern. Der nachgerechnete Testpunkt aus dem Windkanaltest am DNW (Deutsch-Niederländischen-Windkanal) ist bei Mach = 0.23 und Umgebungsbedingungen von 302K Temperatur und 1.03bar Druck. Die

Propellerdrehzahlen und Staffelung sind 104 1/s, 41.0° (vorne) bzw. 106 1/s und 44.15° (hinten).



BILD 6: Rig-145 im DNW

Die Konfiguration wurde mit dem Programm Centaur [9] mit insgesamt 43 Millionen Zellen vernetzt (siehe BILD 7) mit entsprechender Verfeinerung des Netzes an und um die Geometrie sowie in den Rotornachläufen durch entsprechende Verwendung von Netzblöcken. Die Schnittstelle zwischen Rotoren und Fernfeld wurde mit der Chimera Technologie [7, 8] realisiert um die instationäre Berechnung mit TAU ausführen zu können. Bei der Berechnung kam das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell [10] zum Einsatz.

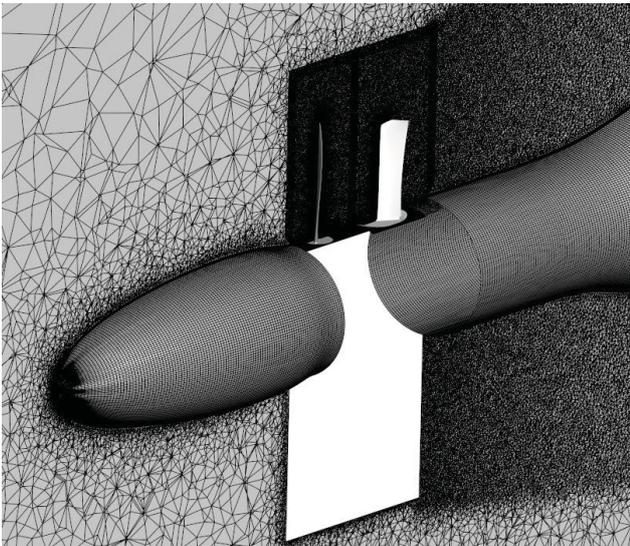


BILD 7: Centaur Netz des Rig-145

Die gute Netzauflösung führt zu einer entsprechend guten Auflösung des statischen Druckfeldes an der Geometrie wie in BILD 8 zu sehen ist.

Die Rechnung ist nach 9 Umdrehungen des hinteren Rotors konvergiert, das heißt, dass sich die Kräfte eingeschwungen haben und kein Einfluss auf die Strömung hinter dem Modellkörper mehr erkennbar ist.

Das Strömungsbild um das gesamte Modell in Form des Geschwindigkeitsfeldes ist in BILD 9 dargestellt.

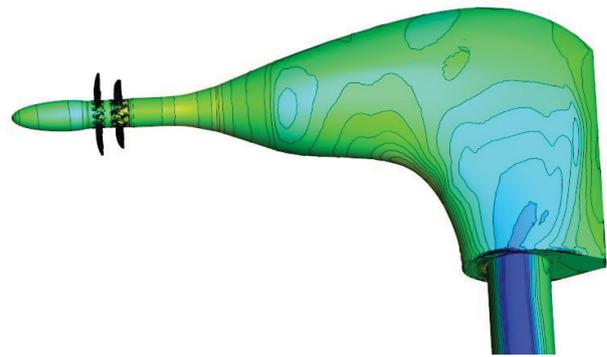


BILD 8: Statisches Druckfeld am Rig-145

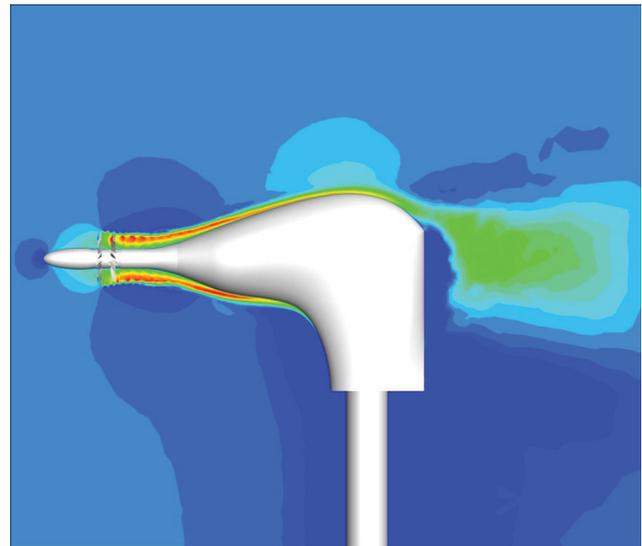


BILD 9: Geschwindigkeitsfeld um das Rig-145

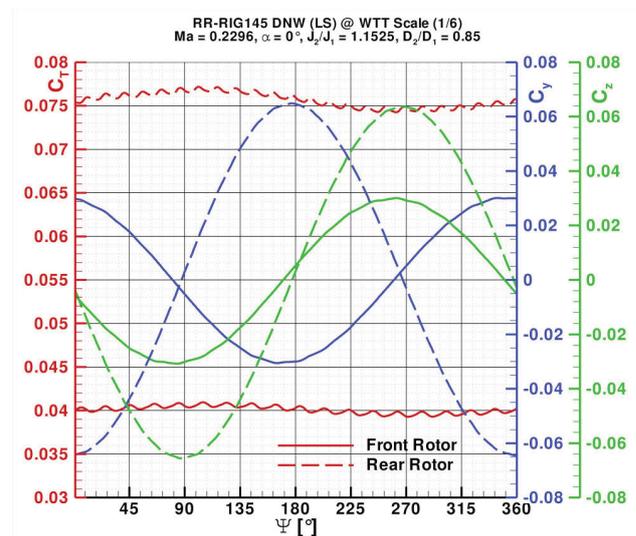


BILD 10: Kraftbeiwerte des Rig-145

In BILD 10 sind die Kraftbeiwerte für beide Rotoren über den Umfang dargestellt und man erkennt deutlich, dass die Schubkoeffizienten (C_T) eine sinusartige Schwingung zeigen, wie sie bereits bei früheren Rechnungen mit Anstellwinkeln ungleich

Null beobachtet wurden [4, 6]. Dieser Effekt stellt sich für den hinteren Rotor stärker dar als für den vorderen. Die Analyse zeigt, dass die Rotorblätter mit kleinen lokalen Winkelabweichungen von 0 Grad abgeströmt werden, was die Schwingungen im Schubkoeffizienten erzeugt.

Die Seiten und Auftriebskräfte sind sehr gering wie man BILD 10 entnehmen kann. Außerdem erkennt man, dass der Schubbeiwert des hinteren Rotors höher ist als der des vorderen.

Ein Vergleich des Wirkungsgrades von CFD mit Messungen zeigt eine sehr gute Übereinstimmung und eine Abweichung von unter 0.3 Prozentpunkten. Das bedeutet, dass die bestimmenden Anteile der Strömung für die Propellerperformance gut vorhergesagt werden. Das auch die Details der Strömung gut erfasst werden, kann aus BILD 11 entnommen werden. Die hohe Netzaufösung führt zu einer guten Repräsentation der Nachläufe und der Rotorblattspitzenwirbel. Man sieht auch, dass es nur eine geringe Interaktion des Spitzenwirbels des vorderen Rotors mit dem hinteren Rotor gibt. Der Grund dafür ist die um 15% kürzere Blattlänge des hinteren Rotors.

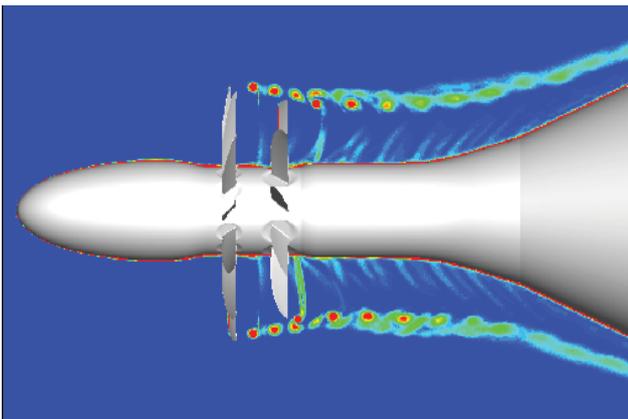


BILD 11: Blattspitzenwirbel und Rotornachläufe am Rig-145

Neben der Untersuchung des Rig-145, wie in BILD 6 dargestellt, wurde eine identische Messung und Nachrechnung mit einem integrierten Pylon durchgeführt (halb-installierter Fall ohne Flugzeug Geometrie), dessen Geometrie von Airbus stammt. BILD 12 zeigt das entsprechende DLR CFD Modell. Das Centaur Netz für die TAU uRANS Rechnung umfasst in diesem Fall 59 Millionen Zellen.

Eine erste Auswertung der Ergebnisse mit Pylon hat einige interessante Aspekte ergeben, die im folgenden erläutert werden.

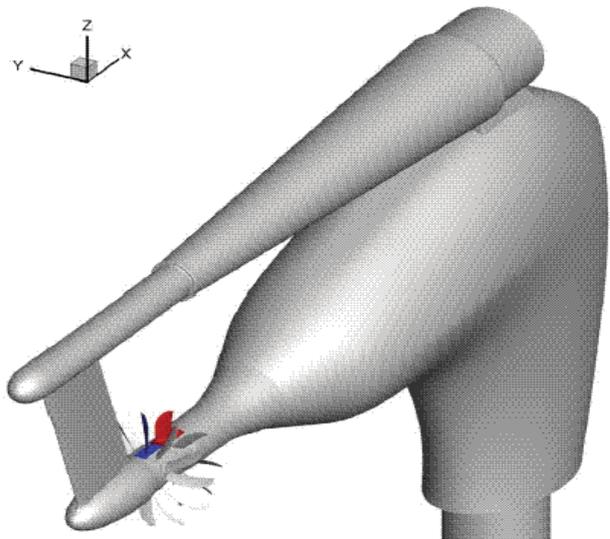
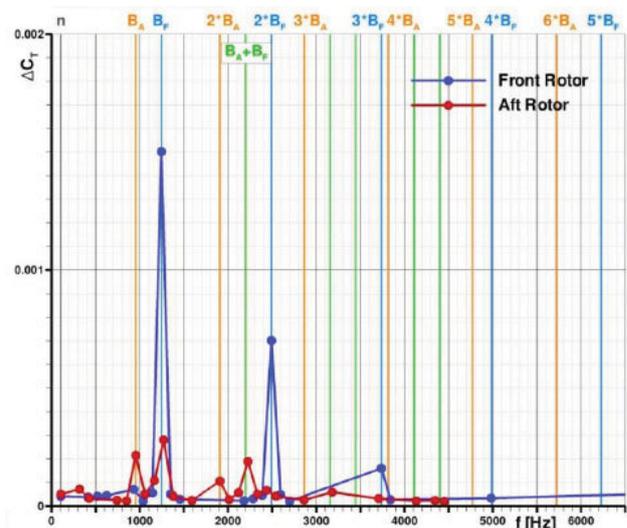


BILD 12: Rig-145 CFD Modell (DLR) mit Pylon



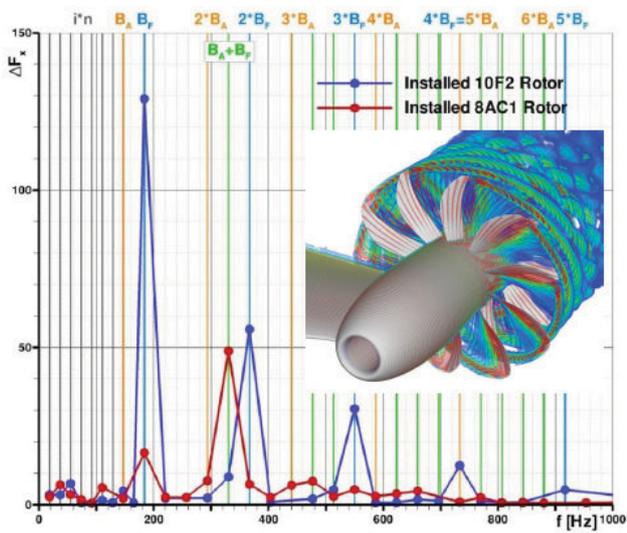
Model-Scale RR Rig145@ LS

BILD 13: Pylon Effekt beim Rig-145

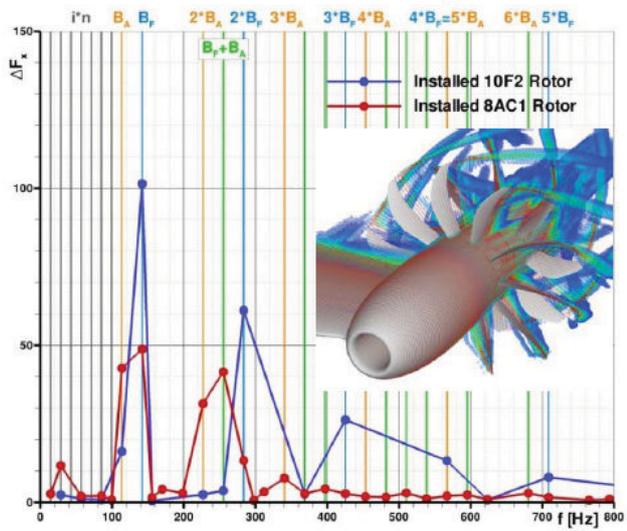
In BILD 13 sind die instationären Lasten für den vorderen (blau) und den hinteren (rot) Rotor aus der TAU Rechnung dargestellt. Man erkennt deutlich, dass insbesondere seine erste und zweite Blattfolgefrequenz (B_r) eine starke instationäre Kraft auf dem vorderen Rotor erzeugen, auch der Effekt der dritten Blattfolgefrequenz ist deutlich erkennbar. Die Amplitude der Anregung wird maßgeblich durch den Abstand zum Pylon und dessen Dicke bzw. die Dicke seines Nachlaufes bestimmt. Betrachtet man den hinteren Rotor, so erkennt man, dass der Effekt des Pylons dort nur noch schwach spürbar ist und dass die Interaktion mit dem vorderen Rotor sehr gering ist. Man erkennt zwar eine Anregung sowohl mit der Blattfolgefrequenz des vorderen Rotors (B_r) als auch eine Anregung aus aus der Blattfolgefrequenz des hinteren Rotors (B_A) diese sind jedoch um etwa den Faktor fünf kleiner als die

Anregung auf dem vorderen Rotor. Die Anregung aus der Interaktion (B_F+B_A) ist in etwa genauso groß wie die durch den Pylon an sich.

Vergleicht man nun die Ergebnisse des Rig-145 (Low-Speed, 1:6 Modell, 12x9 Rotorblätter) mit denen eines 1:1 DLR Modells mit 10x8 Blättern bei Low- und High Speed (BILD 14) so erkennt man Unterschiede.



Full-Scale DLR 10x8 @ LS



Full-Scale DLR 10x8 @ HS

BILD 14: Pylon Effekt beim DLR CROR 10x8 bei Low-Speed (oben) und High-Speed (unten)

Beim Low-Speed Fall erkennt man eine deutlich stärkere Interaktion von vorderem und hinterem Rotor, aber ebenfalls nur einen geringen Effekt des Pylon Nachlaufs. Beim High-Speed Fall tritt dagegen eine starke Anregung des hinteren Rotors sowohl durch den Pylon (B_F , B_A und $2*B_A$) als auch durch die Interaktion beider Rotoren (B_F+B_A) auf während die Anregung auf dem vorderen Rotor ähnlich der bei Low-Speed bleibt.

Die Ergebnisse legen nahe, dass neben der Pylongeometrie auch die Anzahl der Rotorblätter, die Machzahl und die Reynoldszahl (Skalierung) eine wichtige Rolle für die instationären Kräfte spielen. Dies ist eine wichtige Erkenntnis für die mechanische und aerodynamische Auslegung von CROR Antrieben.

Die weitere Auswertung der TAU Ergebnisse sowie der Vergleich mit Messdaten ist für 2011 vorgesehen. Darüberhinaus werden noch vergleichbare Nachrechnungen eines High-Speed Tests durchgeführt.

AP3.2.5 Wirkscheibenmodellierung in TAU

In diesem Arbeitspaket wurde in 2009 und 2010 das vorhandene Wirkscheibenmodell in TAU durch das DLR Braunschweig für die Anwendung an gegenläufigen Propellern (CROR) modifiziert und mit den TAU uRANS Ergebnissen aus Arbeitspaket 3.2.1/3.2.2 validiert. Beim Ansatz der Wirkscheibenmodellierung werden die Propeller durch eine Scheibe ersetzt die die physikalischen Eigenschaften der Propeller abbildet. Dadurch entfällt die Vernetzung der Propeller und die Berechnung des Strömungsfeldes kann um mehrere Größenordnungen schneller durchgeführt werden, da die tatsächliche Berechnung der instationären Propellerströmung entfällt sondern lediglich die stationären Propellereigenschaften (Abströmwinkel, Druckanstieg) aus einer Datenbank entnommen werden. Das ermöglicht eine schnelle und effektive Bestimmung von Installationseffekten.

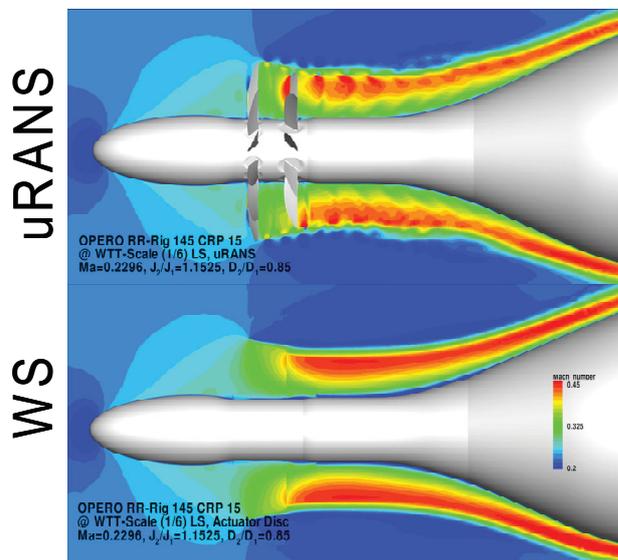


BILD 15: Geschwindigkeitsfeld für uRANS und Wirkscheibenmodell

Dabei ist jedoch die Qualität der Datenbank von entscheidender Bedeutung für die Qualität der CFD Ergebnisse.

Aus diesem Grund wurden verschiedene Ansätze erprobt, um die beste Wirkscheibenmodellierung zu erreichen. Eine Datenbank bestehend aus den Profildaten entlang der Propellerschaukel für Widerstand und Auftrieb unter Berücksichtigung der Rotation aber ohne den Kaskadeneffekt (Anzahl der Rotorblätter) lieferte die besten Ergebnisse.

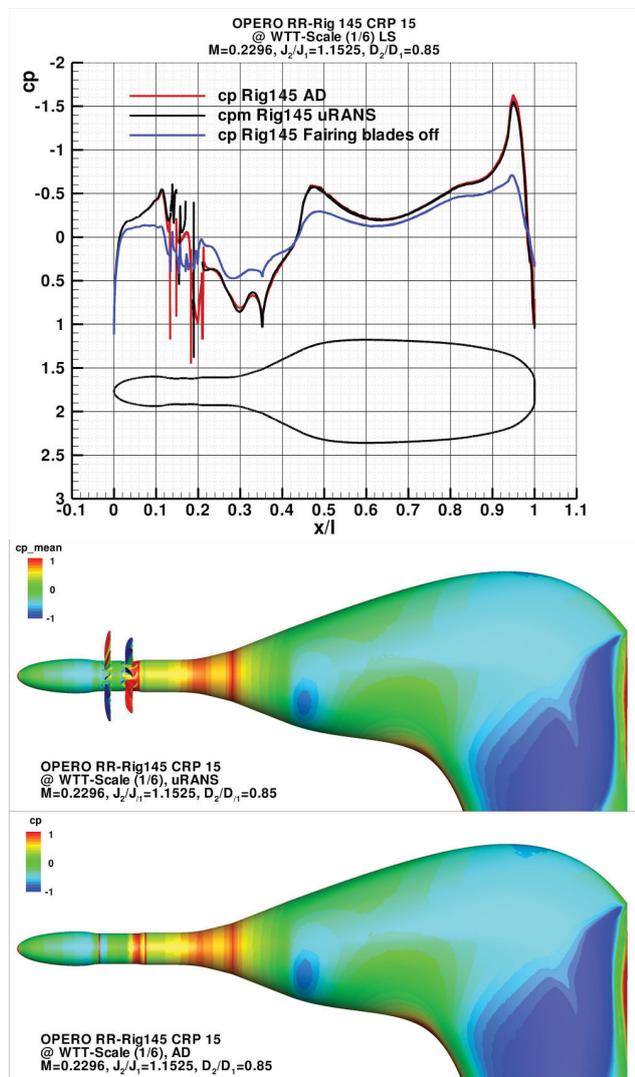


BILD 16: Druckkonturen für uRANS und Wirkscheibenmodell

In BILD 15 und 16 sind einige Ergebnisse der Validierungsrechnung dargestellt.

BILD 15 zeigt das gemittelte Geschwindigkeitsfeld der Propeller aus der uRANS und der Wirkscheibenrechnung. Man erkennt, dass die uRANS Rechnung wie zu erwarten deutlich mehr Strömungsdetails auflöst, aber dennoch zeigt die Wirkscheibenrechnung die gleiche Größenordnung in den Ergebnissen. Vergleicht man nun die dazugehörigen Leistungsdaten des CROR, d.h. Schub und Wirkungsgrad, so stellt man fest, dass der Schub für den vorderen Rotor um weniger als 2% und der für den hinteren Rotor um weniger als

5% zwischen uRANS und Wirkscheibenmodell differiert. Beim Wirkungsgrad ist die Abweichung sogar nur 1%.

In BILD 16 sind die Druckkonturen auf der Gondel und dem Modellträger dargestellt. Sie sind fast identisch zwischen der uRANS und dem Wirkscheibenmodell, lediglich im Bereich der Rotoren gibt es Abweichungen. Als Referenz ist auch noch der Druckverlauf für eine Rechnung ohne Rotoren dargestellt.

Das TAU Wirkscheibenmodell wurde erfolgreich validiert und das Arbeitspaket abgeschlossen.

AP3.3.1 Isolierter und installierter Pusher

Neben den TAU Berechnungen des auf Modellgröße skalierten Rig-145 isoliert bzw. semi-isoliert wurde auch eine CROR Konfiguration installiert an einem generischen Flugzeug im Maßstab 1:1 untersucht und mit dem isolierten Referenzfall verglichen um die Interaktion von Propellern und Flugzeug zu quantifizieren.

Als Flugzeug wurde das DLR F6 Modell gewählt und für die Aufnahme des CROR in Heckinstallation angepasst, siehe BILD 17.



BILD 17: DLR-F6 Flugzeugmodell mit CROR in Heckinstallation

Das CROR Modell wurde vom Rig-145 abgeleitet, jedoch mit einem um lediglich 10% kürzeren hinteren Rotor. Als Testpunkt wurde eine Flugbedingung bei Mach 0.75 auf 35.000 Fuß Höhe gewählt, die Rotordrehzahlen sind 13 bzw. 12.7 1/s. Die Berechnungen wurden wiederum durch das DLR Braunschweig mit TAU uRANS durchgeführt, für die Vernetzung wurde Centaur verwendet. Details zu der Vernetzung, der Berechnung und den Ergebnissen dieses Arbeitspaketes wurden bereits in [11] veröffentlicht. Im Folgenden werden hier die

wichtigsten Resultate des abgeschlossenen Arbeitspaketes zusammengefasst.

BILD 18 zeigt das komplexe Strömungsfeld um die Open Rotor Konfiguration. Es sind die Isoflächen der Wirbelstärke des Blattspitzenwirbelkerns dargestellt und mit der lokalen Machzahl eingefärbt. Dadurch kann man gut die Interaktion des Nachlaufs des vorderen Rotors und des Wirbels mit dem hinteren Rotor erkennen. BILD 18b) zeigt darüber hinaus die Interaktion des Pylons mit dem vorderen und hinteren Rotor. Dabei erkennt man eine Strömungsablösung an der Pylonhinterkante am Übergang zwischen Pylon und Rumpf.

In den roten Bereichen ist die Machzahl supersonisch. Solche Bereiche befinden sich für beide Fälle auf den Schaufelaußenseiten. Die Bereiche sind für den isolierten Fall größer, beim installierten Fall erkennt man den Einfluss von Pylon und Rumpf anhand der lokal erhöhten Geschwindigkeiten an der Innenseite der Triebwerksverkleidung.

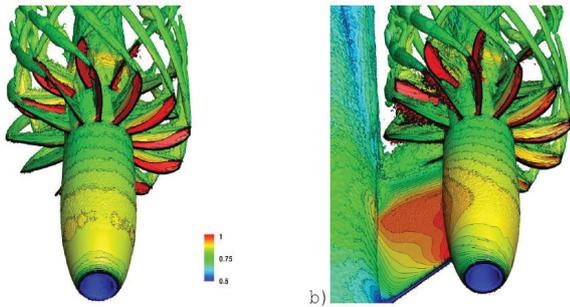


BILD 18: Strömungsfeld um den CROR, a) isoliert und b) installiert

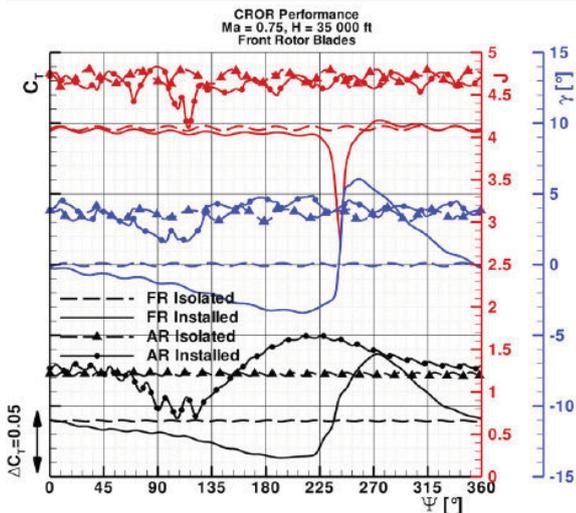


BILD 19: Schaufel Schubkoeffizient, lokale Fortschrittsgrad und lokaler Winkel für vorderen und hinteren Rotor am Umfang

BILD 19 zeigt den Schaufel Schubkoeffizienten, den lokalen Fortschrittsgrad und den lokalen Winkel für vorderen und hinteren Rotor (Symbole) am Umfang.

Dabei repräsentieren die durchgezogenen Linien den installierten und die gestrichelten Linien den isolierten Fall.

Betrachtet man den Front Rotor im installierten Fall, so erkennt man den direkten Einfluss des Winkelvariation und der lokalen Geschwindigkeit auf die Schaufelkraft. Während der ersten Hälfte der Rotation und am Beginn der zweiten Hälfte sind die Winkel negativ. In diesem Bereich weist der Schubkoeffizient eine korrespondierende Reduktion auf. Dort wo die Schaufel den Nachlauf des Pylons kreuzt, wechselt der Winkel die Richtung und der Geschwindigkeitsverlauf zeigt eine Delle. Diese Effekte führen zu einer plötzlichen Änderung im Schubkoeffizienten.

Beim isolierten Fall erkennt man eine Oszillation des Schubkoeffizienten aufgrund der Rotor-Rotor-Interaktion.

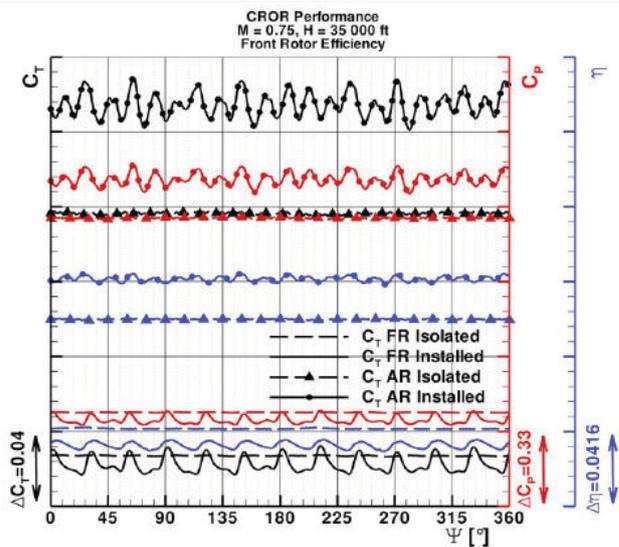


BILD 20: Rotor Performance für vorderen und hinteren Rotor am Umfang

BILD 20 zeigt die Schubkräfte (schwarz), den Leistungskoeffizienten (rot) und die Wirkungsgrade (blau) des vorderen und hinteren Rotors (inklusive der Rotornaben) beim isolierten und installierten Fall aufgetragen über den Umfang. Der Schub für den installierten Fall ist dabei nahezu konstant. Beim installierten Fall erkennt man für den vorderen Rotor einen periodischen Verlauf mit 12 Spitzen entsprechend der Durchläufe der 12 Blätter durch den Pylonnachlauf, beim hinteren Rotor erkennt man 21 Spitzen aufgrund der 9 hinteren Rotorblätter und dem Einfluss der 12 vorderen Rotorblätter. Der Schub und der Wirkungsgrad des vorderen Rotors sind beim isolierten Fall höher als beim installierten Fall, für den hinteren Rotor ist es umgekehrt.

BILD 21 zeigt den Verlauf der statischen Druckvariation entlang der Propellersehne bezogen auf den gemittelten für eine Umdrehung für einen Schnitt auf 75% Schaufelhöhe des vorderen Rotors

für den isolierten Fall (links) und den installierten Fall (rechts) auf Druckseite (a) und Saugseite (b).

Der isolierte Fall zeigt eine kleine periodische Schwingung in den Verläufen entlang des Umfangs hervorgerufen durch die Interaktion mit dem hinteren Rotor, der ein Potentialfeld erzeugt, dass die Druckwerte des Frontrotors beeinflusst. Diese Schwingung beschränkt sich dabei hauptsächlich auf das hintere Viertel der Sehne.

Dagegen zeigt der installierte Fall eine signifikante Abnahme der Druckwerte auf der Druckseite direkt vor der Position des Pylons bei $\Psi=245^\circ$ und eine abrupte Zunahme nachdem der Pylonnachlauf durchquert ist. Auf der Saugseite verhält es sich genau umgekehrt.

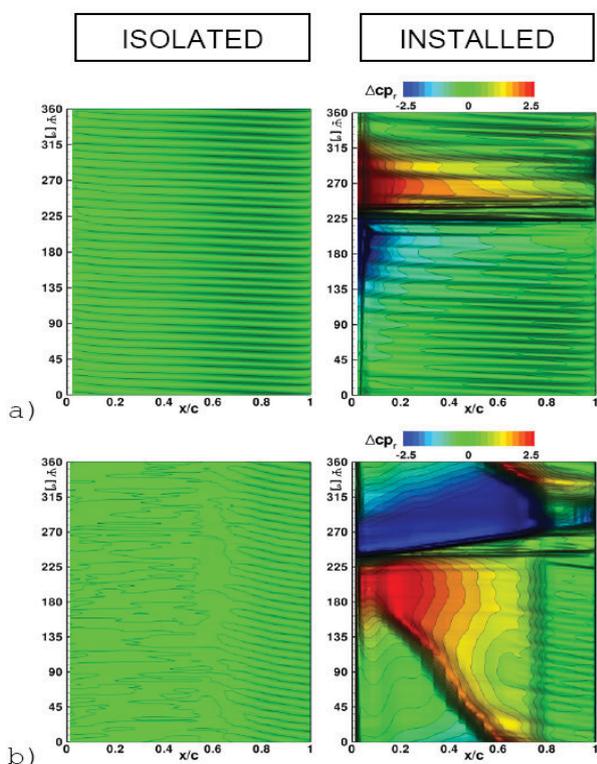


BILD 21: Druckvariation auf der Schaufeldruck a) und -saugseite b) für eine Rotation auf 75% Blatthöhe des vorderen Rotors

Der Einfluss des Pylons auf die Druckverläufe des hinteren Rotors (nicht bildlich dargestellt, vergleiche [11]) ist geringer jedoch weiterhin deutlich erkennbar. Auch hier ändern sich die Druckwerte abrupt, wenn der Pylonnachlauf durchlaufen wird, dieser Effekt ist allerdings geringer als beim vorderen Rotor aufgrund der entgegen gesetzten Wirkung der durch die vom Frontrotor abgehenden Wirbel induzierten Strömung.

AP 3.4.1: Methoden zur aero-akustischen Bewertung

Der Ffowcs-Williams & Hawkings (FWH) Löser der DLR wurde für die Verwendung von CROR optimiert um die notwendigen aerodynamischen Datensätze effizient bearbeiten zu können. Erfolgreich durchgeführte Testfälle weisen auf die Sensitivität der Ergebnisse bezüglich der verwendeten FWH-Fläche hin. Aufgrund dieser Erkenntnis wurde eine Fehlerabschätzung initiiert, welche den auftretenden Fehler, der aus der Verwendung des FWH-Ansatzes für CROR resultiert, nach Betrag und Richtung quantifizieren soll. Erste Rechnungen hierzu wurden bereits durchgeführt.

Rotieren der vordere und der hintere Rotor mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten ist der Aufwand für die Berechnung der numerischen Inputdaten für eine volle Periode derzeit nicht vertretbar. Dies führt zu einer verfälschten Lösung, da die Quelldaten unvollständig sind. Derzeitige Fälle wurden daher mit der gleichen Rotationsgeschwindigkeit für beide Rotoren gerechnet da hier eine Periode mit vertretbarem Aufwand gerechnet werden kann. Zur Berechnung von CROR mit unterschiedlichen Rotationsgeschwindigkeiten wurde bereits ein Konzept entwickelt, welches die oben genannten Probleme umgeht.

AP 3.4.2: Schallabschirmung und -abstrahlung

Eine Fast Multipole Methode (FMM) wurde vom DLR entwickelt und getestet. BILD 22 zeigt den Vergleich der FMM mit einer herkömmlichen BEM (Boundary Element Methode). Die BEM benötigte 136 h auf 12 Knoten und 96 Prozessoren, wobei die FMM lediglich 2h auf einem Knoten mit 8 Prozessoren benötigt.

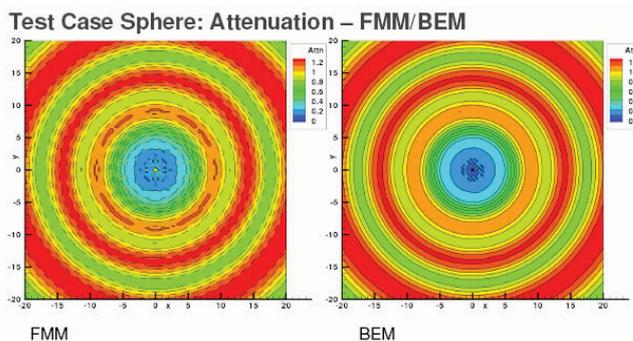


BILD 22: Vergleich der FMM mit der BEM am Beispiel einer Kugel

Für vereinfachte CROR Modelle wurde diese Methode bereits für eine A340 und einen generischen 150-Sitzer (DLR F6 Modell) verwendet um die Installationseffekte zu bewerten. BILD 23 zeigt einen Vergleich durch den der Einfluss der Flugzeuggeometrie auf die Schallabstrahlung verdeutlicht wird.

Zukünftig soll diese Methode auch auf reale CROR Geometrien, wie z.B. die Rig 145 Geometrie aus AP 3.2 bzw. 3.3 angewendet werden. Dies stellt jedoch aufgrund der unterschiedlichen Drehzahlen der beiden Rotoren einen nicht unerheblichen numerischen Aufwand dar.

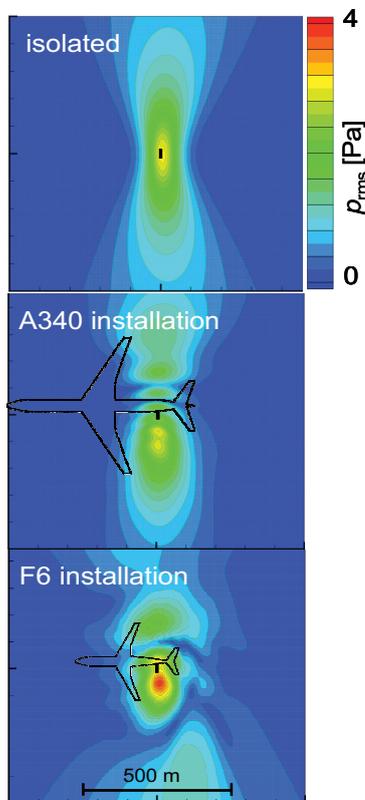


BILD 23: Vergleich der Abschirmungseffekte beim A340 und einem generischen 150-Sitzer (DLR F6)

4. ZUSAMMENFASSUNG

Das vorliegende Paper beschreibt die Inhalte und einige in den Jahren 2009 und 2010 gewonnene Ergebnisse des Arbeitspaketes 3 des im Luftfahrtforschungsprogramm IV angesiedelte Projekt OPERO (2009-2012) dar. Das Projekt adressiert für das Rolls-Royce Open Rotor Demonstrationsprogramm die wesentlichen technischen Herausforderungen außerhalb des Open Rotor/Getriebe-Moduls und stellt zentrale Technologien und Entwurfsbeiträge für die Integration und Flugzeuginstallation des Antriebs bereit und gliedert sich in drei Arbeitspakete. Im Arbeitspaket 3 (Installierte Aerodynamik und – akustik) werden Methoden bereitgestellt und an die Anwendung des installierten Open Rotors angepasst und validiert, die zu dessen aero-akustischen Bewertung notwendig sind. Der Schwerpunkt ist dabei, grundlegende Erfahrungen im Umgang mit dem komplexen Thema des installierten Open Rotors zu sammeln. Dazu wird auf die Expertise des DLR zurückgegriffen. Das vorliegende Paper zeigt

einige der bereits erzielten Arbeitsfortschritte und stellt deutlich dar, dass die entwickelten bzw. angepassten Methoden für eine effiziente und zuverlässige Bestimmung von installierter Aerodynamik und Aeroakustik von Open Rotor Systemen geeignet sind.

5. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich beim Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie für Förderung der Arbeit im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms IV und beim Management von Rolls-Royce Deutschland Ltd. & Co. KG die Arbeit veröffentlichen zu können. Besonderer Dank gilt auch den Mitarbeitern des DLR Braunschweig: Dr. Olaf Brodersen, Carlos Marquez und Arne Stürmer.

6. REFERENZEN

- [1] NASA CR-180868: "Full scale technology demonstration of a modern counterrotating unducted fan engine concept", 1987
- [2] NASA CR-168114: "Advanced prop-fan engine technology single and counterrotation gearbox", 1987
- [3] NASA CR- 182566: "Advanced propfan analysis for the family of commuter airplanes" 1987
- [4] Stürmer, A., Yin, J., "Aerodynamic and Aeroacoustic Installation Effects for Pusher-Configuration CROR Propulsion Systems", AIAA-2010-4235
- [5] Gerhold, T., "Overview of the Hybrid Rans Code TAU", Vol. 89, Springer Verlag, 2005, S. 81 - 92
- [6] Stürmer, A., "Unsteady CFD Simulations of Contra-Rotating Propeller Propulsion Systems", 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA 2008-5218, Hartford, CT, USA, 2008
- [7] Madrane, A., Heinrich, R., Gerhold, T., "Implementation of the Chimera Method in the Unstructured Hybrid DLR Finite Volume TAU-Code", 6th Overset Composite Grid and Solution Technology Symposium, Ft. Walton Beach, FL, USA, 2002, S. 524-534
- [8] Madrane, A., Raichle, A., Stürmer, A., "Parallel Implementation of a Dynamic Unstructured Chimera Method in the DLR Finite Volume TAU-Code", 12th Annual Conference of the CFD Society of Canada, Ottawa, Ontario, Canada, 2004, S. 524-534
- [9] <http://www.centaursoft.com>

[10] Spalart, P., Allmaras, S., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA 92-0439, 1992

[11] Marquez, C., Stürmer, A., Clemen, C., „Installation Effects of a CROR Propulsion System on a Modified DLR-F6 Aircraft Configuration“, ISABE-2011-1307, Göteborg, Schweden, 2011